

На правах рукописи



Варсегова Евгения Владиславовна

**Прямые и обратные краевые задачи
аэрогидродинамики с особенностями в потоке**

Специальность 01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Казань 2010

Работа выполнена в Отделе краевых задач Научно-исследовательского института математики и механики им.Н.Г.Чеботарева Казанского государственного университета им. В.И.Ульянова-Ленина.

Научный руководитель – доктор физико-математических наук, профессор, заслуженный деятель науки РФ и РТ
Ильинский Николай Борисович;

Официальные оппоненты – доктор физико-математических наук, профессор, заслуженный деятель науки РТ
Салимов Расих Бахтигареевич;

доктор физико-математических наук, профессор
Якимов Николай Дмитриевич.

Ведущее предприятие – Самарский государственный аэрокосмический университет, г.Самара.

Защита состоится 25 марта 2010 г. в 14 час. 30 мин.
в аудитории мех.2 на заседании диссертационного Совета Д212.081.11
Казанского государственного университета по адресу:
420008, Казань, Кремлевская, 18.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке
им.Н.И.Лобачевского Казанского государственного университета.

Автореферат разослан февраля 2010 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
к.ф.-м.н., доцент



А.А.Саченков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Методы обратных краевых задач аэрогидродинамики (ОКЗА) наиболее эффективны для проектирования крыловых профилей обладающих желаемыми характеристиками, чем традиционные, заключающиеся в многократном решении прямых задач при подборе крылового профиля. В последнее время большое количество работ посвящено расширению класса решаемых ОКЗА: проектирование крыловых профилей с устройствами управления потоком, многокомпонентных крыловых профилей, проектирование профилей при наличии в потоке особенностей. Последние представляют особый интерес, так как закрылки и предкрылки, заменяемыми точечными вихрями, позволяют увеличить подъемную силу крылового профиля и улучшить другие аэродинамические характеристики.

В настоящей работе рассмотрены методы аэродинамического проектирования и оптимизации форм крыловых профилей с точечными особенностями в потоке. Основное внимание уделено «модельным» задачам. При их формулировке, как правило, используются простые модели, что позволяет находить аналитические решения. Исследованы задачи, когда в потоке находится особенность типа – вихреисточник (вихресток). Эти задачи можно трактовать как модельные, содержащие частные случаи физически возможных особенностей: сток, источник и вихрь.

Целью настоящей диссертации является разработка численно-аналитических методов проектирования крыловых профилей с точечными особенностями в потоке; поиск оптимальных по аэродинамическим характеристикам параметров профиля и особенности; составление на основе разработанных методов вычислительных алгоритмов и их программная реализация; анализ влияния особенностей на аэродинамические характеристики крыловых профилей.

Научная новизна. В диссертации решена задача обтекания непроницаемой пластинки при наличии в установившемся потенциальном потоке идеальной несжимаемой жидкости (ИНЖ) особенностей типа источник, сток, вихрь, вихреисточник, вихресток. Исследована зависимость коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления пластинки от интенсивности и положения особенности. С использованием метода квазирешений ОКЗА решена задача построения крылового профиля по заданному распределению скорости вдоль искомого контура профиля при наличии в потоке особенности типа вихреисточника. Решение построено по

Формат 60×84 1/16. Бумага офсетная. Печать офсетная.
Печ.л.1,0. Усл.печ.л.0,93. Уч.-изд.л.1,0.
Тираж 100

модифицированному распределению скорости, полученному по контуру пластинки с вихреисточником в потоке. Случаи источника (стока) и вихря получены как частные. Численно-аналитически построены профили. На числовых примерах показано, что наличие в потоке особенности влияет на форму и аэродинамические характеристики крыловых профилей. При определенном выборе интенсивности особенности удастся увеличить коэффициент подъемной силы профиля, по сравнению с профилем без особенности в потоке. Дано обобщение на случай системы вихреисточников в потоке. Решена задача построения крылового профиля с предкрылком и закрылком, заменяемыми двумя точечными вихрями. В качестве начальных данных использовалось распределение скорости, полученное по контуру профиля 30N30P. С целью оценки достоверности результатов численно-аналитических расчетов проведен прямой расчет полученных профилей панельным методом. Сравнение результатов расчетов показало хорошую точность разработанного метода.

Решена задача максимизации коэффициента подъемной силы при обтекании гладкого контура с особенностью в потоке. Показано, что оптимальным контуром является окружность, и максимальное значение коэффициента подъемной силы превосходит коэффициент подъемной силы контура без особенности в потоке.

Достоверность полученных результатов обеспечивается обоснованностью применяемых моделей и строгостью используемого математического аппарата. В частности, достоверность подтверждается совпадением полученных результатов с известными частными случаями. Оценка достоверности осуществлена прямым расчетом полученных профилей панельным методом.

Практическая ценность. Разработанные в диссертации методы, полученные решения задач, алгоритмы численной реализации и построенные профили могут быть полезны для проектирования крыльев летательных аппаратов. Результаты диссертации могут войти в учебную программу спецкурса для студентов механико-математического факультета Казанского университета.

Апробация работы. Результаты диссертации по мере их получения были доложены на семинарах Отдела краевых задач (руководитель Н.Б. Ильинский); на итоговых научных конференциях Казанского государственного университета (секция аэрогидромеханики) за 2005–2009 гг.; Молодежной научной школе–конференции «Лобачевские чтения» за 2005,

8. *Варсегова Е.В.* Задача проектирования крылового профиля с предкрылком и закрылком, заменяемыми точечными вихрями / Е.В. Варсегова, Н.Б. Ильинский // Модели и методы аэродинамики. Материалы девятой международной школы-семинара. – М.: МЦНМО, – 2009. – С. 31.

9. *Варсегова Е.В.* Обтекание пластинки при наличии в потоке особенностей / Е.В. Варсегова // Итоговая научно-образовательная конференция студентов Казанского государственного университета 2005 года: сборник статей. – Казань, изд-во КГУ, – 2005.

10. *Варсегова Е.В.* Определение формы контура крылового профиля при наличии в потоке точечных особенностей / Е.В. Варсегова // Сборник трудов X Международной научной школы гидродинамики больших скоростей и международной научной конференции гидродинамика. Механика. Энергетические установки (к 145-летию со дня рождения академика А.Н. Крылова). – Чебоксары: ЧПИ МГОУ, – 2008. – С. 169-170.

Список опубликованных работ по теме диссертации

В изданиях, рекомендованных ВАК по специальности

1. Варсегова Е.В. Задача максимизации подъемной силы окружности с вихрем в потоке / Е.В. Варсегова // Изв. Саратов. ун-та. Новая серия. Серия Математика. Механика. Информатика. – 2010. – Т.10, вып.1.

В изданиях, рекомендованных ВАК

2. Варсегова Е.В. Влияние точечных особенностей на аэродинамические характеристики пластинки в потоке жидкости / Е.В. Варсегова, Н.Б. Ильинский // Известия вузов. Авиационная техника, – 2006. – №4. – С.26-29.
3. Варсегова Е.В. Построение крылового профиля при наличии в потоке особенности / Е.В. Варсегова, Н.Б. Ильинский // Известия вузов. Авиационная техника, – 2009. – №2. – С.36-40.

Статьи в сборниках научных трудов и тезисы докладов на научных конференциях

4. Варсегова, Е.В. Влияние точечных особенностей в потоке на аэродинамические характеристики обтекаемой пластинки / Е.В. Варсегова // Труды Математического центра имени Н.И. Лобачевского. «Лобачевские чтения – 2005». Материалы Четвертой молодежной научной школы-конференции. – Казань: Издательство Казанского математического общества, – 2005. – Т.31. – С.31-32.
5. Варсегова Е.В. Задача построения профиля, обтекаемого потоком с особенностью / Е.В. Варсегова // Казанское математическое общество. «Лобачевские чтения – 2006». Материалы Пятой молодежной научной школы-конференции. – Казань: Издательство Казанского математического общества, – 2006. – Т. 34. – С. 35–36.
6. Варсегова Е.В. Задача максимизации подъемной силы крылового профиля с точечными особенностями в потоке / Е.В. Варсегова // Труды Математического центра имени Н.И. Лобачевского. «Лобачевские чтения – 2009». Материалы Восьмой молодежной научной школы-конференции. – Казань: Издательство Казанского математического общества, – 2009. – С. 150-151.
7. Варсегова Е.В. Задача построения крылового профиля с особенностью в потоке / Е.В. Варсегова // Материалы XVIII школы-семинара ЦАГИ «Аэродинамика летательных аппаратов». – Москва, – 2007. – С 37.

2006, 2009 гг.; XVIII школе-семинаре ЦАГИ «Аэродинамика летательных аппаратов» (Жуковский, 2007); X Международной научной школе «Гидродинамика больших скоростей» и международной научной конференции «Гидродинамика. Механика. Энергетические установки» (к 145-летию со дня рождения академика А.Н. Крылова), Чебоксары, 2008; Девятой международной школе-семинаре «Модели и методы аэродинамики» (Евпатория, 2009).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 9 научных работ; и еще одна принята к опубликованию. Список основных публикаций приведен в конце автореферата.

Содержание, структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы. Изложена на 100 страницах, содержит 34 рисунка, 14 таблиц. Список литературы содержит 57 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во введении кратко проанализировано развитие методов проектирования крыловых профилей, основанных на теории ОКЗА. Особое внимание уделено задачам проектирования и оптимизации крыловых профилей с точечными особенностями в потоке.

Для улучшения аэродинамических характеристик, в частности увеличения подъемной силы, часто используется крыло с предкрылком или закрылком. Основы теории механизированных крыльев заложены трудами С.А. Чаплыгина и В.В. Голубева. Когда размеры предкрылка или закрылка малы по сравнению с размерами основного профиля, возможна замена его точечным вихрем. При этом интенсивность вихря принимают равной циркуляции скорости на предкрылке или закрылке.

Задача об обтекании круга с вихрем была решена А.И. Некрасовым. Так же он рассмотрел задачу обтекания бесконечно тонкого прямолинейного профиля при наличии в потоке вихря. Задача об обтекании круга с вихрем была более детально исследована М.Т. Нужиным. Им также была решена обратная задача о нахождении формы профиля по заданному на нем распределению скорости при наличии предкрылка или закрылка, заменяемых неподвижно связанным с профилем вихрем. Было построено аналитическое решение задачи и приведены условия разрешимости. С использованием метода квазирешений эта задача была решена Н.Б. Ильинским и А.В. Поташевым.

Развитие авиационной техники требует большего увеличения коэффициента подъемной силы. Прогресс в этом направлении связан с объединением систем, создающих тягу и подъемную силу. Для этого используется энергия силовой установки летательного аппарата. В качестве источника энергии могут служить сжатый воздух от компрессора, струя реактивного двигателя или струя воздушного винта. Одним из простейших способов математического моделирования струи являются точечные источники.

Детальное изучение вопроса об обтекании профиля Жуковского при наличии на нем источников и стоков проведено в работе А.И. Некрасова. В работе Б.С. Баяева и В.Н. Журавлева также рассмотрена задача обтекания профиля при наличии на его поверхности источников и стоков. Авторы делают вывод о перспективности (с точки зрения увеличения подъемной силы) использования таких устройств.

Особый интерес вызывают задачи проектирования крыловых профилей, обладающих оптимальными аэродинамическими характеристиками. Для этого решают вариационные ОКЗА. В статье В.И. Зубова сказано, что из вариационных формул Лаврентьева для конформных отображений следует, что максимальной подъемной силой среди замкнутых контуров заданного периметра обладает окружность при режиме обтекания с совпадающими точками разветвления и схода потока. Полное исследование этой задачи приведено в работе А.М. Елизарова. В статье Д.Ф. Абзалилова и Н.Б. Ильинского показано, что решением задачи нахождения формы гладкого замкнутого контура фиксированной длины, обладающего максимальной циркуляцией, со стоком заданной интенсивности, также будет окружность с совпадающими точками разветвления и схода потока. В работе Н.Б. Ильинского и Н.Д. Якимова решена задача о максимизации подъемной силы дужки со стоком, оптимальной также получилась дужка окружности.

В первой главе рассмотрена задача обтекания потоком ИНЖ тонкой пластинки с точечной особенностью в потоке.

В §1 изложены математическая постановка задачи и ее аналитическое решение. В качестве исходных данных задавались длина $b = 2$ пластинки, скорость $v_\infty e^{i\alpha}$ набегающего потока, а также интенсивность $\Omega_1 = Q - i\Gamma_1$ и положение $z_0 = x_0 + iy_0$ особенности, в качестве которой был взят вихреисточник (рис.1а).

общий случай контура с вихреисточником (вихресток) в потоке. На основе полученных результатов проведен анализ и сделаны выводы.

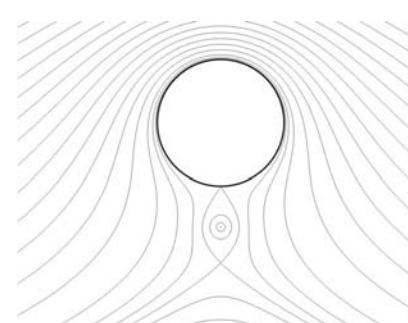


Рис.11

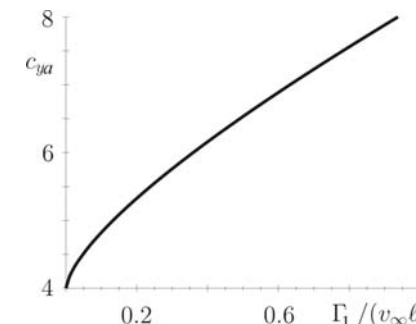


Рис.12

В заключении сформулированы основные результаты работы.

Основные результаты диссертационной работы, выносимые на защиту:

1. Метод проектирования профиля крыла при наличии в потоке точечной особенности (вихреисточника, вихрестока, источника, стока, вихря).
2. Решение задачи обтекания пластинки с вихреисточником в потоке.
3. Обобщение решения задачи проектирования профиля крыла на случай системы вихреисточников в потоке.
4. Постановка и решение задачи максимизации подъемной силы путем выбора оптимальной формы контура и расположения вихреисточника.
5. Алгоритмы численной реализации, результаты числовых расчетов и сделанные на их основе выводы.

Следует отметить финансовую поддержку Российского фонда фундаментальных исследований (проект 05-08-01153), федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России 2009-13 годы» (гос. контракт № П1124), позволившую ускорить выполнение и написание диссертации.

Тогда задачу можно свести к двум более простым. Первая задача имеет аналитическое решение. Вторую задачу можно трактовать как задачу оптимизации расположения критических точек и вихря при обтекании окружности при фиксированной скорости набегающего потока u_0 и интенсивности вихря Γ_1 .

Было проведено аналитическое исследование задачи в случае, когда точки C , B , O , M лежат на мнимой оси. Была получена формула для определения радиуса точки M :

$$r_m = A + \sqrt{A^2 - 4}, \quad A = \frac{\Gamma_1 (r_0 + 1)}{4\pi u_0 (r_0 - 1)} + \frac{1}{2}(r_0 + 1/r_0).$$

Графики зависимости коэффициента подъемной силы

$$C_{ya}(u_0) = \frac{u_0}{v_\infty L} \left[8\pi + 2 \frac{\Gamma_1 (r_0 + 1)}{u_0 (r_0 - 1)} \right],$$

построенные для $\Gamma_1/(v_\infty L) = 0, 1; 0, 4; 0, 7$, изображены на рис.10. Эти функции являются монотонно возрастающими, поэтому C_{ya} достигался при

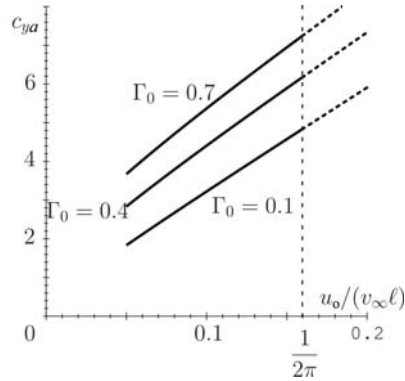


Рис.10

$u_0 = v_\infty L / 2\pi$. В результате решения оптимальным контуром оказалась окружность.

Линии тока обтекания окружности в случае обтекания с максимальным C_{ya} приведены на рис.11. На рис.12 изображена зависимость коэффициента C_{ya} в зависимости от безразмерной циркуляции вихря $\Gamma_1/(v_\infty L)$.

Из анализа результатов были сделаны выводы.

В §9 задача максимизации коэффициента подъемной силы гладкого контура обобщена на случай вихреисточника в потоке. Решение задачи проведено численными методами многомерной оптимизации.

Для определения положения особенности в потоке вначале исследовались частные случаи: контур с источником и стоком в потоке, а затем

Требуется найти распределение скорости по контуру L_z и аэродинамические характеристики пластинки AB .

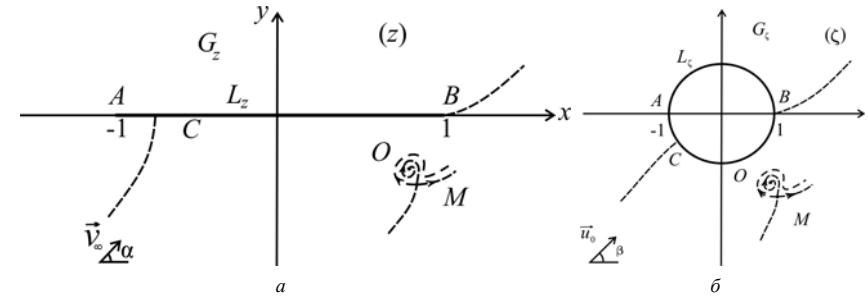


Рис.1

Решение строилось в зависимости от переменной во вспомогательной плоскости ζ (рис.1б). Конформное отображение области G_z на G_ζ осуществлялось формулой

$$\zeta = z + \sqrt{z^2 - 1}.$$

Получены соотношения для определения распределения скорости вдоль пластинки

$$v(\gamma) = -v_\infty \frac{\sin((\gamma - \gamma_c)/2)[2\cos(\gamma - \gamma_m) - (r_m + 1/r_m)]}{\cos(\gamma/2)[2\cos(\gamma - \gamma_0) - (r_0 + 1/r_0)]}$$

и формулы для коэффициента силы сопротивления и подъемной силы

$$C_{xa} = \frac{2R_{xa}}{\rho v_\infty^2 b}, \quad C_{ya} = \frac{2R_{ya}}{\rho v_\infty^2 b},$$

где $R_{xa} = R_1 \cos \alpha - R_2 \sin \alpha$, $R_{ya} = R_1 \sin \alpha + R_2 \cos \alpha$,

а R_1 и R_2 определяются из выражения

$$\begin{aligned} R_1 - iR_2 = & -2\rho v_\infty e^{-i\alpha} \Omega + \left[(Q\bar{\Omega} + i\Gamma_1 \Omega) \zeta_0^2 + \frac{\Omega_1 \bar{\Omega} \zeta_0^3}{\zeta_0} - \frac{i(\Gamma + \Gamma_1) \Omega \zeta_0}{\zeta_0} \right. \\ & + 2\pi v_\infty \Omega_1 e^{i\alpha} \zeta_0 + 2\pi v_\infty (\bar{\Omega}_1 e^{i\alpha} - \Omega_1 e^{-i\alpha}) \zeta_0^3 + 2\pi v_\infty e^{-i\alpha} \Omega_1 \zeta_0^5 + i(\Gamma_1 - \Gamma) \Omega_1 \zeta_0^4 \\ & \left. + \frac{2\pi v_\infty e^{i\alpha} \bar{\Omega}_1}{\zeta_0} + \frac{2\pi v_\infty \Omega_1 2\cos(i\alpha)}{\zeta_0} \zeta_0^2 - \frac{2\pi v_\infty e^{-i\alpha} \Omega_1 \zeta_0^4}{\zeta_0} \right] \cdot \left[\pi \left(\zeta_0^2 - 1 \right) \left(\zeta_0 - \frac{1}{\zeta_0} \right) \right]^{-1}. \end{aligned}$$

В §2 приведены примеры расчетов обтекания пластинки, показывающие влияние особенности в потоке на аэродинамические характеристики пластинки. Построен график распределения скорости по пластинке в зависимости от дуговой координаты s для значения интенсивности $\Omega_1 = -0.05 - 0.05i$ вихреисточника расположенного в точке $z_0 = 1.2 - 0.3i$ (рис.2а). Показаны зависимости коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления от интенсивности вихреисточника (рис.2б,в). Были рассмотрены частные случаи источника (стока) и вихря. На основе полученных результатов сделаны выводы.

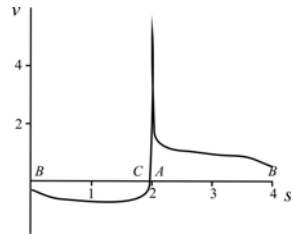


Рис.2а

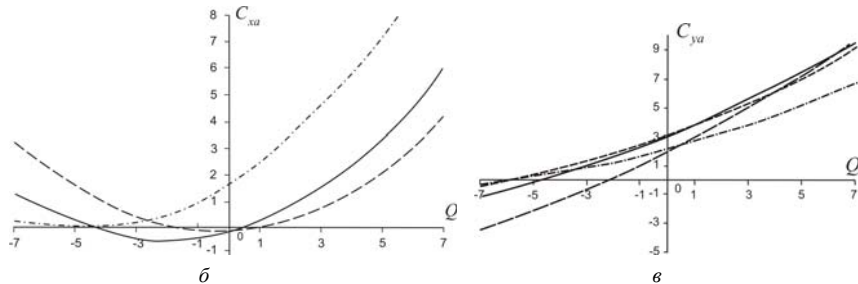


Рис.2б,в

$z_0=1,1-0,1i$; ----- $\Gamma_1=-5$; ——— $\Gamma_1=-1$; $\Gamma_1=1$; - - - - - $\Gamma_1=5$

Во второй главе диссертации решена задача построения крылового профиля с точечной особенностью в потоке.

В §3 дана постановка и найдено решение задачи построения крылового профиля с вихреисточником в потоке (рис.3). В качестве исходных

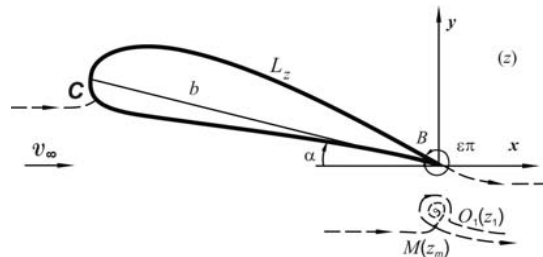


Рис.3

вихрем в потоке (рис.9). Заданы скорость v_∞ набегающего потока, периметр L искомого контура. В точке O помещен вихрь заданной интенсивности Γ_1 . Предполагается, что реализуется схема течения с тремя критическими точками, две из которых располагаются на контуре L_z (C – точка разветвления потока, B – точка схода потока), а третья (точка M) – в потоке. Также предполагается, что не реализуется схема течения, изображенная на рис.8 с чисто циркуляционным течением вокруг контура L_z и вихрем в точке O , так как для такой схемы возможно сколь угодно большое значение циркуляции.

Требуется определить такую форму контура L_z и найти такое положение точки O расположения вихря, чтобы коэффициент подъемной силы $C_{ya} = 2\Gamma / (v_\infty L)$ был максимальным.

Задача решена с использованием методов вариационных ОКЗА. Вся сложность решения поставленной оптимизационной задачи состоит в наличии ограничения, связывающего управляющую функцию $\tilde{S}(\gamma)$ и параметры $\gamma_b, \gamma_0, r_0, \gamma_m, r_m$.

Для ее решения использовалась теорема.

Теорема. Пусть функция $f(x, y)$ $((x, y) \in D)$ ограничена сверху. Тогда

$$\sup_{x,y} f(x, y) = \sup_x [\sup_y f(x, y)] .$$

Доказательство. Пусть $\alpha = \sup_{x,y} f(x, y)$. Тогда $\alpha \geq \sup_y f(x, y)$, а это влечет $\alpha \geq \sup_x [\sup_y f(x, y)]$. Обратно, пусть $\varepsilon > 0$ произвольно. По определению \sup существует точка $(x_0, y_0) \in D$ такая, что $f(x_0, y_0) > \alpha - \varepsilon$. Тем более $\sup_y f(x_0, y) > \alpha - \varepsilon$, а значит и $\sup_x [\sup_y f(x, y)] > \alpha - \varepsilon$. Из произвольности ε : $\sup_x [\sup_y f(x, y)] \geq \alpha$. Теорема доказана.

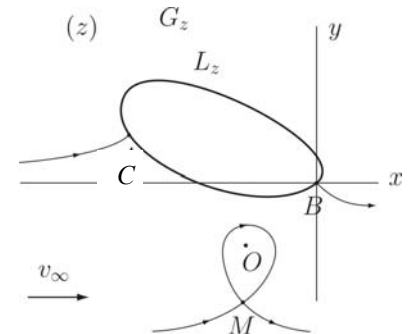


Рис.9

Для верификации полученных результатов было построено решение панельным методом прямой задачи при наличии в потоке двух точечных вихрей, подтвердившее достоверность решения обратной задачи.

Четвертая глава посвящена решению задач оптимизации.

В §7 в рамках модели идеальной несжимаемой жидкости поставлена и решена задача максимизации подъемной силы окружности при наличии в потоке точечного вихря (рис.7).

Дана математическая формулировка соответствующей оптимизационной задачи. Численно показано, что максимум подъемной силы достигается при симметричном обтекании и совпадении точек разветвления и схода потока. Задача нахождения максимума подъемной силы окружности при симметричном обтекании решена аналитически.

Получена формула для коэффициента подъемной силы

$$C_{ya} = 4 + \frac{\Gamma'_1 (r_0 + 1)}{(r_0 - 1)},$$

из которой следует вывод о том, что при фиксированной величине интенсивности вихря Γ'_1 добиться увеличения коэффициента подъемной силы C_{ya} можно за счет приближения вихря к окружности. При этом, если $r_0 \rightarrow 1$, то C_{ya} неограниченно возрастает. Это объясняется тем, что при больших значениях циркуляции окружность и вихрь обтекаются как единое целое, а точка M стремиться к бесконечности (рис.8).

Сделан вывод о том, что при наличии вихря в потоке можно достичь больших коэффициентов подъемной силы, недостижимых при обтекании окружности без вихря.

В §8 поставлена и решена задача максимизации коэффициента подъемной силы при обтекании гладкого контура с точечным вих-

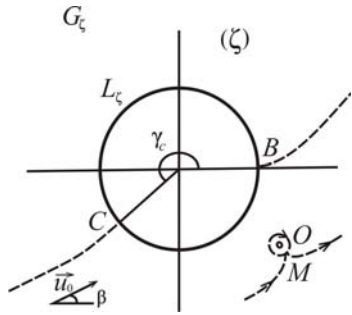


Рис.7

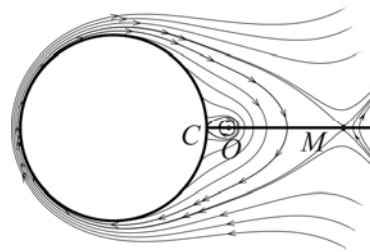


Рис.8

данных задавались периметр профиля L , величина скорости набегающего потока v_∞ , интенсивность Ω_1 и положение z_1 вихресточника O_1 . На искомом контуре задавалось распределение скорости от дуговой координаты s профиля (рис.4). Исходное распределение скорости получено следующим образом: в найденном распределении скорости по пластинке бесконечные значения скорости в передней кромке ограничивались конечной величиной.

Требуется определить форму крылового профиля и его аэродинамические характеристики.

Задача решена с использованием методов ОКЗА¹. Функция, осуществляющая конформное отображение внешности единичного круга G_ζ с границей L_ζ

(рис.1б) на внешность искомого профиля G_z (рис.3), имеет вид

$$z(\zeta) = u_0 e^{-i\beta} \int_1^\zeta e^{-\tilde{\chi}(\zeta)} \left(1 - \frac{1}{\zeta}\right)^{\varepsilon-1} d\zeta, \quad \zeta \in G_\zeta,$$

где действительная часть функции $\tilde{\chi}(\zeta)$ на L_ζ известна

$$\operatorname{Re} \tilde{\chi}(e^{i\gamma}) = \tilde{S}(\gamma) = \ln \left| \frac{v(s(\gamma)) [r_0 + 1/r_0 - 2 \cos(\gamma - \gamma_0)]}{2^{3-\varepsilon} \sin[(\gamma - \gamma_c)/2] \sin^{2-\varepsilon}(\gamma/2) [r_m + 1/r_m - 2 \cos(\gamma - \gamma_m)]} \right|.$$

Для разрешимости ОКЗА должны выполняться условия замкнутости искомого контура L_z и условие совпадения заданного значения скорости v_∞ на бесконечности со значением, определяемым в процессе решения. В выражении через функцию $\tilde{S}(\gamma)$ эти условия имеют вид:

$$\int_0^{2\pi} \tilde{S}(\tau) \cos \tau d\tau = \pi(1-\varepsilon), \quad \int_0^{2\pi} \tilde{S}(\tau) \sin \tau d\tau = 0; \quad \int_0^{2\pi} \tilde{S}(\tau) d\tau = 0.$$

Для их выполнения применялся метод квазирешений ОКЗА.

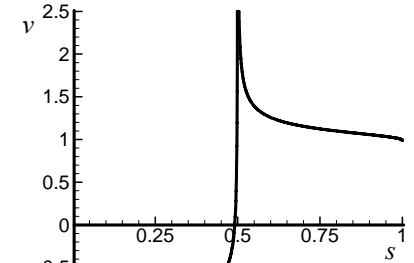


Рис.4

¹ Елизаров А.М., Ильинский Н.Б., Поташев А.В. Обратные краевые задачи аэрогидродинамики. – М.: Наука, 1994. 440 с.

В §4 приведены примеры проектирования профилей. Порядок расчетов был следующим. Вначале ради простоты понимания физики течения рассматривались частные случаи: источник, сток, вихрь, а затем вихреисточник и вихресток. Приведены примеры расчетов профилей, полученных при разных значениях интенсивности и положения особенности, в том числе вихреисточника (вихрестока) (рис.5, табл. 1). Показаны зависимости коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления от интенсивности особенности.

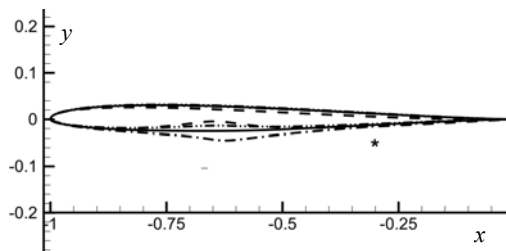


Рис.5

Из полученных результатов сделан вывод, что наличие особенности в потоке даже незначительной интенсивности влияет на форму крылового профиля и на его характеристики.

В третьей главе диссертации метод проектирования крыловых профилей при наличии в потоке особенности обобщен на случай системы из n особенностей.

Таблица 1

Кривая	Q	Γ_1	$C_{xa} \cdot 10^{-2}$	C_{ya}
—	0,000	0,000	6,555	2,539
----	0,001	0,01	11,981	2,206
- - - -	- 0,001	0,01	5,835	2,256
- . - .	0,001	- 0,01	7,081	2,813

В §5 дана постановка задачи и построено аналитическое решение. В качестве исходных данных задавались периметр профиля, величина скорости набегающего потока, интенсивности и положения вихреисточников. На искомом контуре задавалось распределение скорости от дуговой координаты s профиля.

Требуется определить форму крылового профиля и его аэродинамические характеристики.

Задача решена с использованием методов ОКЗА. Для решения использовались условия разрешимости задачи: условия замкнутости искомого контура и условия совпадения заданной величины скорости со значением, определяемым в процессе решения.

В §6 приведены результаты расчетов. В качестве примера была выбрана задача построения крылового профиля с предкрылком и закрылком, которые моделируются двумя точечными вихрями. Исходное распределение скорости было взято из решения панельным методом прямой задачи обтекания крылового профиля 30P30N с предкрылком и закрылком.

Были найдены распределения скоростей по основному профилю (рис.6а) и по предкрылку и закрылку. При решении обратной задачи предкрылок и закрылок заменялись точечными вихрями. Распределение скорости по основному профилю использовалось для нахождения его формы. Для замыкания контура основного профиля, который мог получиться разомкнутым, строилось квазирешение.

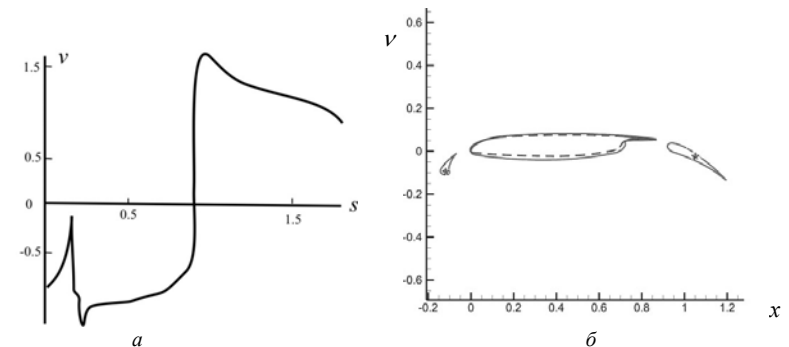


Рис.6

Таблица 2

Γ_1	Γ_2	C_{xa}	C_{ya}
0,007	0,0010	0,423	1,546
0,000	0,000	$1,3 \cdot 10^{-3}$	0,959

В результате решения задачи был построен замкнутый контур крылового профиля и найдены его аэродинамические характеристики. На рис.6б представлены крыловые профили: исходный (сплошная линия) и полученный путем решения обратной краевой задачи с двумя вихрями в потоке (штриховая линия).

Видно, что если заменить предкрылок и закрылок двумя точечными вихрями, то это приводит к утоньшению профиля.

Проведено сравнение характеристик с крыловым профилем без вихрей в потоке (табл. 2). Получено, что вихри, также как закрылки и предкрылки, позволяют увеличить коэффициент подъемной силы.

